

(19) RU (11) 2 181 332 (13) C2  
(51) МПК7 В 64 С 3/50

РОССИЙСКОЕ АГЕНТСТВО  
ПО ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

## (12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

(21) (22) Заявка: 98124684/26, 25.12.1998

(24) Дата начала действия патента: 25.12.1998

(30) Приоритет: 28.12.1996 US 08/577,986

(43) Дата публикации заявки: 10.02.1999

(45) Дата публикации: 20.04.2002

(56) Ссылки: US 4427168 A, 24.01.1984, US 5158252 A, 27.10.1992, US 5743219 A, 03.07.1993, DE 1481578 B2, 22.01.1976, RU 2032879 C1, 15.1.1994.

(58) Адрес для переписки:  
129010, Москва, ул. Большая Славянка, 25,  
стр.3, ООО "Юридическая фирма Городисский и  
Партнеры", Ю.Д.Кузнецову, рег.№ 595

(71) Заявитель:  
ДЭЕ БОИНГ КОМПАНИ (US)

(72) Изобретатель: РУДОЛЬФ Питер К. С. (US)

(73) Патентообладатель:  
ДЭЕ БОИНГ КОМПАНИ (US)

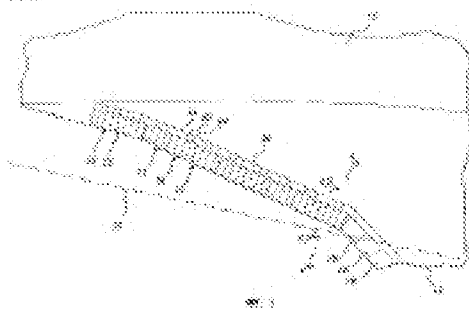
(74) Патентный поверенный:  
Кузнецов Юрий Дмитриевич

### (54) УЗЕЛ ОТКЛОНЯЕМОГО НОСКА КРЫЛА

(57)

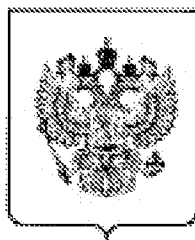
Изобретение относится к авиации. Носок крыла 18 предназначен для сверхзвуковых транспортных самолетов. В убранном положении носок образует нижнюю поверхность носка крыла вплоть до горизонтального центра радиуса округления носка. На минимальной скорости носок перемещается вперед и поворачивается вниз. Направленный вверх изгиб носка закрылка вызывает срыв потока и вихревое течение на верхней поверхности закрылка. Закругленная форма верхнего неподвижного носка обеспечивает условия для управляемого восстановления безотрывного обтекания потока на верхней поверхности крыла, что стабилизирует закручение, которое создает подъемную силу и продольный момент на кабрирование. Механизм 27 для перемещения вихревого закрылка состоит из двух опор 24 по размаху крыла с двумя расходящимися прямыми направляющими 64 и 66 каждая и привода 62 для винта в центре

панели закрылка 29. Перемещение закрылка по существу нормальное к аэродинамическим нагрузкам и поэтому требует лишь небольших приводных усилий. Изобретение направлено на создание максимальной подъемной силы при минимальной скорости, снижение углового пространственного положения для коэффициента подъемной силы и улучшение аэродинамического качества. 14 з.п. ф.лы, 10 ил.



RU 2 181 332 C2

RU 2 181 332 C2



(19) **RU** (11) **2 181 332** (13) **C2**  
(51) Int. Cl. 7 **B 64 C 3/50**

RUSSIAN AGENCY  
FOR PATENTS AND TRADEMARKS

## (12) ABSTRACT OF INVENTION

(21), (22) Application: 96124684/28, 25.12.1996

(24) Effective date for property rights: 25.12.1996

(30) Priority: 28.12.1995 US 08/577,966

(43) Application published: 10.02.1999

(45) Date of publication: 20.04.2002

(56) Mail address:  
129010, Moskva, ul. Bol'shaya Spasskaja, 25,  
str.3, OOO "Juridicheskaja firma Gorodisskij  
(Partnery", Ju.D.Kuznetsova, reg.Nr 595

(71) Applicant:  
OZE BOING KOMPANI (US)

(72) Inventor: RUDOL'F Piter K. S. (US)

(73) Proprietor:  
OZE BOING KOMPANI (US)

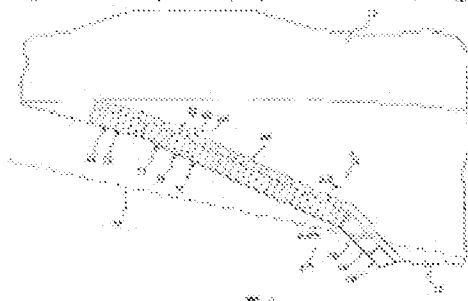
(74) Representative:  
Kuznetsov Jurij Dmitrievich

## (54) WING LEADING EDGE FLAP UNIT

### (57) Abstract:

FIELD: aviation. SUBSTANCE: proposed wing leading edge 16 is intended for supersonic transport aircraft. In retracted position, leading edge forms lower surface as far as center of leading edge rounding radius. At minimum velocity, leading edge moves forward and turns downward. Bending of flap leading edge directed upward causes break-away of flow forming eddy flow on upper surface of flap. Rounded shape of upper fixed leading edge ensures controllable stall recovery on upper surface of wing, thus stabilizing eddy flow which creates lift force and pitching moment. Mechanism 27 for motion of vortex flap consists of two supports 24 in wing span with two diverging straight guides 64 and 65 each and drive 62 for propeller in center of

panel of flap 29. Motion of flap is essentially normal relative to aerodynamic loads and therefore requires slight driving forces. EFFECT: possibility of creating maximum lift force at minimum speed, lowered spatial attitude for lift coefficient, improved aerodynamic properties. 15 cl., 10 deg.



RU 2 181 332 C2

RU 2 181 332 C2

Разрабатываемое здесь изобретение было сделано для выполнения работы по контракту с NASA (Национальный комитет по аэронавтике и исследованию космического пространства, США; NAS 1-15340 и является объектом обеспечения раздела 305 Акта по Национальной аэронавтике и исследованию космического пространства 1958 г. (42 U.S.C. 2457).

Область техники, к которой относится изобретение

Настоящее изобретение касается закрылок для самолетов, в частности оптоплавных носков крыла для сверхзвукового самолета.

Предпосылки создания изобретения

Сверхзвуковые самолеты являются объектом конкурирующей задачи конструирования. Одна задача заключается в обеспечении самолета, который эффективно летает на крейсерском режиме со сверхзвуковыми скоростями. Эта задача требует доведения до минимума расхода топлива и лобового сопротивления самолета на сверхзвуковых скоростях при полетах на крейсерском режиме. Для выполнения этой задачи крылья сверхзвуковых самолетов имеют существенную направленную назад стреловидность, то есть крылья имеют сильную стреловидность по направлению к хвостовому оперению самолета. Сильное увеличение угла стреловидности крыльев минимизирует лобовое сопротивление путем сохранения существенной части передней кромки крыльев внутри конуса возмущений на максимальном крейсерском числе М самолета, которое делает воздушный поток над значительной частью крыльев движущимся. Это позволяет закруглять переднюю кромку весьма стреловидной части крыльев.

Эффективность сверхзвуковых самолетов на крейсерских скоростях дополнительно повышается благодаря обеспечению сверхзвуковых самолетов крыльями, которые в общем имеют короткий размах крыла и небольшие относительные удлинения. Коэффициент подъемной силы, создаваемый такими крыльями, низкий для данного угла атаки. Хотя и низкий, коэффициент подъемной силы является достаточным при полете на крейсерском режиме, поскольку сверхзвуковой самолет летит с такими высокими скоростями, что для создания существенной подъемной силы при полете на крейсерском режиме требуется лишь относительно небольшой коэффициент подъемной силы.

К сожалению, стреловидные крылья, имеющие короткий размах и маленькие относительные удлинения, неблагоприятно влияют на другую задачу конструирования, а именно заход на посадку с низкой скоростью, посадку и взлет. Низкие скорости при заходе на посадку, посадке и взлете необходимы для снижения до минимума требований к длине взлетно-посадочной полосы и для повышения безопасности. Для создания элемента достаточной подъемной силы на низких скоростях сверхзвуковой самолет должен летать при большом угле атаки. Полет самолета при большом угле атаки имеет несколько недостатков.

Во-первых, существуют геометрические недостатки и недостатки ориентирования,

Большие углы атаки делают трудным для пилота видеть за носом самолета в направлении движения. Кроме того, большие углы атаки требуют длинные опоры шасси для гарантии, что хвостовое оперение самолета не заденет землю при посадке или взлете.

Во-вторых, имеются недостатки лобового сопротивления и устанавливания тяги двигателя. Большие углы атаки создают большое лобовое сопротивление, требующее работы двигателя на высоких уровнях мощности. Это снижает полезный вес самолета для данной величины двигателя и, следовательно, возможности полезной нагрузки и дальности полета. Установки высокой тяги двигателя, кроме того, увеличивает расход топлива, а также шум двигателя и реактивной струи. Увеличение шума происходит во время взлета и посадки. Это происходит, когда сверхзвуковой самолет находится вблизи аэропорта и на малой высоте, приводя к неблагоприятному воздействию на окружающее население.

Наконец, существует недостаток управления. При высоких углах атаки на верхней поверхности носка хвостовых частей крыльев сверхзвуковых самолетов образуется завихрение. Завихрение обычно нестабильно, оно меняется по размеру, местоположению вдоль хорды и точки срыва в направлении размаха. Более того, колебания часто бывают не симметричны на одном и другом крыльях. Нестабильность завихрений вызывает полет в болтанку, а асимметрия завихрений создает проблемы управления.

Один способ увеличения подъемной силы крыла и, таким образом, снижения угла атаки самолета на низких скоростях, заключается в увеличении эффективной длины хорды профиля крыла и (или) кривизны крыла. Обычно это выполняют, используя отклоняемые носки и закрылки крыльев.

Были сделаны различные предложения в отношении использования отклоняемых носков крыльев для преднамеренного создания стабильного завихрения на крыльях сверхзвукового самолета, летящего с низкими скоростями, для уменьшения проблем управления и угловой ориентации. В одном таком проекте предлагают использовать шарнирный отклоняемый носок крыла, способный отклоняться вниз и вверх. Во время условий небегаемого потока при более низком угле атаки закрылок отклоняется вниз с целью производства увеличенной подъемной силы на низких скоростях. При больших углах атаки, при которых существует значительный риск формирования завихрения, закрылок отклоняется вверх, создавая большое расхождение между углом прилегания и передней кромкой закрылка, что намеренно приводит к образованию завихрения.

Существуют две проблемы, связанные с вышеприведенным предложением. Во-первых, закрылок не определяет заднюю границу завихрения. Следовательно, размер и местоположение завихрения на крыле изменяются, то есть становятся нестабильными, неблагоприятно влияя на характеристики управления и устойчивости летательного аппарата. Во-вторых, когда закрылок изменяет положение от отклонения вниз к отклонению вверх, возникает

значительные потери подъемной силы. Хотя потери подъемной силы временные, они создают опасную ситуацию. Опасная ситуация, в частности, причиняет беспокойство, поскольку закрылки меняются, и, таким образом, потери подъемной силы наиболее вероятно возникают, когда самолет летит низко над землей, например, после взлета или незадолго до приземления.

Другое предположение заключается в использовании интерцептора передней кромки, также называемого аэродинамическим гребнем закрутки. Интерцептор передней кромки содержит закрылок, который поворачивается вверх от нижней поверхности крыла до положения поперек набегающему воздушному потоку, имитируя закрутку позади закрылка. Из-за того, что интерцепторы передних кромок создают вытеснение воздуха сопротивление, их обычно не применяют в течение большинства стадий полета. Интерцепторы передних кромок обычно используют для создания продольного момента на кабрирование во время отрыва переднего колеса на разбеге и выравнивания при посадке.

Еще одно предположение заключается в обеспечении отклоняемого носка крыла, который поворачивается вниз и вперед от нижней поверхности крыла. Такие закрылки известны как носовые щитки Крюгера. Носовые щитки Крюгера сначала поворачиваются через положение поперек набегающему воздушному потоку. После поперечного положения закрылки продолжают поворачиваться до тех пор, пока периферическая кромка закрылка не будет направлена по диагонали вниз и вперед относительно передней кромки крыла. Существуют две проблемы, связанные с этим предположением. Первая состоит в том, что закрылок требуется поворачивать на большой угол, обычно порядка  $140^\circ$ . Это сложно механизировать даже на относительно толстых крыльях, применяемых в джетах самолетов. Особенно трудно или даже невозможно механизировать этот процесс в случае относительно тонких крыльев, применяемых в сверхзвуковых самолетах. Вторая состоит в том, что поскольку закрылки поворачиваются поперек набегающему воздушному потоку, они требуют наличие приводной системы, способной создавать очень большие приводные усилия.

Настоящее изобретение направлено на преодоление вышеизложенных, а также других проблем, связанных с использованием отклоняемого носка крыла на крыльях сверхзвуковых самолетов с целью увеличения подъемной силы на низких скоростях.

Сущность изобретения  
В соответствии с настоящим изобретением обеспечены выхребные закрылки для крыла сверхзвукового самолета. Выхребные закрылки идеально пригодны для использования на закрученной передней кромке внутреннего гребня и профиля на поверхности размаха крыла в форме двух наклонных друг на друга треугольников. Они не предназначены для использования во внешней секции такого крыла, потому что стреловидность по передней кромке слишком низкая ( $<55^\circ$ ) для образования закрутки на передней кромке, а острая передняя кромка

слишком тонкая для приспособления закрылка. На крыле стреловидного типа, имеющем значительную переднюю кромку, которая закручена и однородно стреловидность, превышающую  $55^\circ$ , выхребный закрылок можно использовать от передней части крыла до законцовки.

В соответствии со следующими аспектами данного изобретения выхребные закрылки образованы с помощью узла выхребных закрылков передней кромки, каждый из которых включает в себя зафиксированную панель обшивки носа, имеющую один конец (задний конец), прикрепленный к переднему лонжерону крыла самолета. Внешняя верхняя поверхность заднего конца панели обшивки носа закрылка обтекается в наружную обшивку крыла. Другой или передний конец наружной верхней поверхности панели обшивки носа изогнут выпукло по направлению вниз, образуя изогнутую линию передней кромки.

Каждый узел выхребного закрылка передней кромки кроме того, включает в себя панель закрылка, связанную с каждым нестопнимым носком. Панель закрылка может перемещаться между вытянутым и втянутым положениями относительно нестопнимой панели обшивки носа. Один конец наружной нижней поверхности панели закрылка изогнут выпукло по направлению вверх для образования изогнутой вперед передней кромки. В убранном положении передняя кромка панели закрылка примыкает к передней кромке нестопнимой панели обшивки носа. В частности, в убранном положении передняя кромка панели закрылка по существу выровнена по касательной с передней кромкой нестопнимой панели обшивки носа. Выравнивание по касательной таково, что передняя кромка крыла сверхзвукового самолета, включающая узел отклоняемого носка закручена. В вытянутом положении передняя кромка панелей закрылков располагается внутри и ниже передней кромки нестопнимой панели обшивки носа.

Исключительный механизм, связанный с каждой панелью закрылка, подрабатывает панель закрылка к панели обшивки носа для этого узла выхребного закрылка и перемещает панель закрылка относительно передней кромки. В частности, исключительный механизм перемещает панель закрылка между убранным и вытянутым положениями. Перемещение панели закрылка осуществляется поступательным и вращательным образом. Во время вытягивания передняя кромка панели закрылка перемещается от передней кромки панели обшивки носа по направлению вперед и вниз. Во время убирания передняя кромка панели закрылка возвращается в положение, смежное с панелью обшивки носа.

В соответствии с другими аспектами данного изобретения узел выхребного закрылка передней кромки включает в себя два ребра жесткости на панели закрылка. Ребра жесткости расположены внутри от кромки панели закрылка на расстоянии, равном примерно 25% от размаха закрылка от кромок панели закрылка. Ребра жесткости прикреплены к переднему лонжерону крыла. Ребра жесткости обеспечивают опору для неподвижной панели обшивки носа, а также

для исполнительного механизма закрылков.

В соответствии с еще одними аспектами данного изобретения каждый из исполнительных механизмов включает в себя две в общем прямые направляющие, по одной, прикрепленной к каждому из ребер жесткости. Направляющие копируют направляющие перемещение связанной с ними панели закрылка при перемещении панели закрылка относительно панели обшивки носа.

В соответствии с еще одними аспектами данного изобретения каждый из исполнительных механизмов также включает в себя второй комплект из двух в общем прямых направляющих, прикрепленных к панели закрылка. Этот второй комплект направляющих также направляет перемещение связанной с ними панели закрылка.

В соответствии с еще одними аспектами данного изобретения каждый исполнительный механизм включает в себя приводной механизм, предназначенный для перемещения связанной с ним панели закрылка между ее выпущенным и убранном положениями.

Как будет легко понять из приведенного ниже описания, изобретение обеспечивает новые и усовершенствованные узлы вихревых закрылков передней кромки, которые идеально подходят для использования в крыле сверхзвукового самолета. Изложив сверху передней кромки огибающей панели закрылка гарантирует, что в этом месте происходит срыв потока, обеспечивая направленную против потока границу для завихрения у передней кромки, которая создается, когда выпускаются закрылки. Закругленный передний конец панели обшивки носа устанавливает направленную по потоку границу завихрения у передней кромки и управляет восстановлением безотрывного обтекания потока к верхней поверхности крыла или направленной по потоку границей для завихрения. Завихрение вращается против часовой стрелки при потоке, крутящем против потока на верхней поверхности закрылка, и по потоку на верхней открытой границе. Поскольку передняя и задняя границы завихрения четко определены, завихрение стабильно. Использование механизма с дельта-опорой обеспечивает сильную опору без необходимости обеспечения больших приводных усилий. Временное повышение полного сопротивления и (или) потеря подъемной силы не происходят, когда отклоняются панели закрылков, сделанные в соответствии с изобретением, поскольку передние кромки панелей закрылка перемещаются вперед и вниз, а не поворачиваются по дуге. Эти результаты выполняются в сравнительно тонких крыльях сверхзвуковых самолетов.

Краткое описание чертежей

Вышеизложенные аспекты и много сопутствующих преимуществ данного изобретения будет легче оценить, когда они станут понятными при чтении последующего подробного описания, приведенного совместно с прилагаемыми чертежами, на которых

Фиг. 1 представляет вид сверху части фюзеляжа и крыла самолета, включающей в

себя узлы вихревого закрылка передней кромки, образованные в соответствии с настоящим изобретением.

Фиг. 2 представляет вид в поперечном разрезе по линии 2-2 Фиг. 1, изображающий расположение внутреннего обеспечения большей части внешней секции вихревого закрылка середины размаха панели закрылка узла вихревого закрылка передней кромки при нахождении панели закрылка в убранном положении.

Фиг. 3 представляет вид в поперечном разрезе по линии 3-3 Фиг. 1, изображающий расположение внутреннего обеспечения большей части внешней вихревого закрылка середины размаха панели закрылка узла вихревого закрылка передней кромки при нахождении панели закрылка в выпущенном положении.

Фиг. 4 представляет вид в поперечном разрезе по линии 4-4 Фиг. 1, изображающий приводной механизм закрылка узла вихревого закрылка передней кромки в убранном (сплошные линии) и выпущенном (пунктирные линии) положениях.

Фиг. 5 представляет увеличенный вид в поперечном разрезе переднего уплотнения, изображенного на Фиг. 2-4.

Фиг. 6 представляет увеличенный вид в поперечном разрезе заднего уплотнения, изображенного на Фиг. 2-4.

Фиг. 7 представляет изображение в перспективе части, показанной на Фиг. 2 и 3 каретки.

Фиг. 8 представляет вид в поперечном разрезе по линии 8-8 Фиг. 2.

Фиг. 9 представляет вид в поперечном разрезе по линии 9-9 Фиг. 2.

Фиг. 10 представляет вид в поперечном разрезе по линии 10-10 Фиг. 2.

Подробное описание изобретения

Фиг. 1 иллюстрирует часть фюзеляжа 10 самолета, сконструированного для полетов на крейсерском режиме со сверхзвуковыми скоростями. Кроме того, на Фиг. 1 показана часть крыла 12, простирающаяся от фюзеляжа самолета. Когда самолет летит на крейсерском режиме со сверхзвуковой скоростью, конус возмущений, показанный пунктирной линией 14, обычно располагается около носовой части самолета. Крыло 12 имеет обращенную назад огибающую стреловидности. В результате этого внутренняя часть крыла удерживается внутри конуса возмущений при максимальном крейсерском числе  $M$  самолета, в то время как внешняя часть крыла, которая простирается за пунктирную линию 14, лежит вне конуса возмущений. Иллюстрируемое крыло имеет три секции, углы стреловидности которых уменьшаются во внешнем направлении. То есть внутренняя секция имеет наибольшую стреловидность, с углом стреловидности примерно  $75^\circ$ , средняя секция является близкой к наименьшей стреловидности и имеет угол стреловидности приблизительно  $65^\circ$ , а внешняя секция имеет наименьшую стреловидность с углом стреловидности, равным примерно  $45^\circ$ . Угол стреловидности каждой секции крыла 12 измеряют относительно линии, лежащей перпендикулярно продольной осевой линии самолета. Как показано, внутренняя и

средняя секция находится внутри конуса возмущений, а наружная секция лежит вне конуса возмущений.

Как описано ниже, узлы выверных закрылков передней кромки 15 и 22, выполненные в соответствии с настоящим изобретением, расположены в части крыла 12, расположенной внутри конуса возмущений 14, то есть секции внутреннего и промежуточного размаха крыла. Воздушный поток вокруг части крыла 12 внутри конуса возмущений 14 является дозвуковым, тогда как воздушный поток вокруг части крыла снаружи конуса возмущений является сверхзвуковым. Для более эффективного образования подъемной силы часть крыла 12 внутри конуса возмущений 14 делается толще по сравнению с частью крыла вне конуса возмущений, и она имеет закругленную (дозвуковую) переднюю кромку. Поскольку часть крыла 12 внутри конуса возмущений 14 более толстая, эта часть крыла может обеспечивать большую конструктивную опору для узлов выверных закрылков передней кромки, чем более тонкая часть крыла вне конуса возмущений. Обычно узлы отклоняемых носков 18, типа шарнирных отклоняемых носков крыла, можно подсаживать к внешней части крыла 12, где передняя кромка острая, а стреловидность не достаточная для создания стабильного закрывания передней кромки.

Выполненные в соответствии с данным изобретением узлы выверных закрылков передней кромки включают в себя внутренние узлы выверных закрылков передней кромки и узлы 16 выверных закрылков среднего размаха. Внутренние узлы 22 выверных закрылков прикреплены к секции крыла 12, имеющей наибольший угол стреловидности, то есть к внутренней секции. Узлы 16 выверных закрылков среднего размаха прикреплены к промежуточной секции крыла. Внутренние узлы 22 выверных закрылков по существу идентичны промежуточным узлам 16 выверных закрылков среднего размаха. Основное отличие заключается в том, что внутренние узлы 22 выверных закрылков, поскольку они размещены на аэродинамической поверхности более длинной хорды с большим относительным толщиной профиля, толще, чем узлы 16 выверных закрылков среднего размаха. Узлы 16 выверных закрылков среднего размаха сужаются по толщине, при самой тонкой секции, расположенной на внешнем конце. Показанные на чертежах секции узлы на наиболее внешнем конце узлов 16 выверных закрылков среднего размаха и изображают наиболее критическую секцию для конструктивного обеспечения и имеющегося пространства.

Как показано на фиг.1, каждый узел выверных закрылков 16 и 22 включает в себя пару внутренних разнесенных друг от друга нервюр 24, подсаженных к переднему лонжерону 20 крыла 12. Каждая пара нервюр 24 простирается в общем перпендикулярно от переднего лонжерона 20 и обеспечивает опору для узлов 16 и 22 выверных закрылков. Нервюры расположены внутри от поперечных кромок связанного с ними узла закрылка на расстоянии, равном приблизительно 25% от ширины узла закрылка.

Рассмотрим фиг. 2 и 3, где каждый узел 16

выверного закрылка включает в себя панель обшивки носка 26, исполнительный механизм 27, панель и закрылки 29 и множество уплотнений. Панель обшивки носка 26 прикреплена и опирается на нервюры 24 описываемым ниже способом. Исполнительный механизм 27 подсаживает панель закрылка 29 к панели обшивки носка 26 и также будет описан более подробно ниже, перемещает панель закрылка 29 относительно панели обшивки носка 26, как показано на фиг.3. Если не указано особо, элементы описываемых здесь узлов 16 и 22 выверных закрылков изготавливают из материалов, обычно используемых для изготовления конструкций самолетов, таких как легкое высокопрочные металлические сплавы или составные материалы. Выбранные материалы должны быть совместимыми с температурой автореманного потока, связанной с полетом на сверхзвуковой скорости с числом  $M$  2-2,4 (250-360°F) (121,11-182,22°C). Кроме того, наружные аэродинамические поверхности должны отвечать критериям устойчивости к эрозии под влиянием дождя и града.

Панель обшивки носка 26 каждого узла закрылка 16 включает в себя внутренние ребра жесткости 24 и внешнюю обшивку 26, которая определяет верхнюю поверхность аэродинамического профиля. Как показано на фиг.8-10, каждая нервюра 24 представляет собой С-образный канал 31, который включает в себя вертикальную стенку 32 и верхний и нижний фланцы 34 и 36. Нервюры 24 ориентированы таким образом, что внутренние части каналов 31 каждой пары нервюр обращены друг к другу. Разнесенные друг от друга вертикальные поперечины 38 делят канал 31 на элементы (см. фиг.2 и 3), которые в общем имеют трапециевидную форму. По существу круглые отверстия 40, 42 и 44, которые проходят сквозь вертикальную стенку 32 нервюр 24, показанные на фиг.2, включены для снижения веса и обеспечивают пути прохода для кабелей, проводов, трубопроводов, противоблокирующих постоянного действия, элементов силовой передачи и других деталей, требующих прохода через узлы выверных закрылков. Задние торцы 46 нервюр 24 подсажены к переднему лонжерону 20 крыла самолета, предпочтительно с помощью соединения болтами нервюр и фитингов, установленных на передней обшивке лонжерона и хордах переднего лонжерона.

Как лучше видно на фиг.3, высота вертикальной стенки 32 (фиг.8-10) нервюр 24 непостоянна. В частности, высота вертикальной стенки 32 уменьшается в направлении к переднему торцу 48 нервюр 24 до минимума в точке 50. Точка 50 расположена более чем на половину расстояния от заднего конца 46 до переднего конца 48 нервюр. Согласно этому высота вертикальной стенки 32 увеличивается в направлении к переднему торцу 48.

Ребра 24 поддерживают наружную обшивку 26, как показано на фиг.8 и 10. Наружная обшивка 26 представляет собой панель с острым заполнителем, которая включает в себя острый участок 52 более узкой толщины, где обшивка 26 соединяется с верхними фланцами 34 нервюр 24. Более конкретно описанные участки образованы в

панели с отверстием заполнителем, где обшивка соединяется с другими конструкциями. Предпочтительным способом крепления, предназначенным для прикрепления обшивки 28 к нервюрам 24, являются проникающие крепежные детали типа заклепок или болтов. Открытая периферия передней кромки наружной обшивки 28 также осклана для обеспечения исполнения панели для уплотнения отверстия заполнителя и образования поверхности, предназначенной для установки переднего уплотнителя 158 (показанного на фиг.5) и описываемого ниже.

Рассмотрим фиг.2, где наружная верхняя поверхность обшивки 28 панели обшивки кромки 28 изгибается выпукло по направлению вниз для образования изогнутой передней отдаленной от центра кромки 54. Задняя, или хвостовая, кромка обшивки 28 осклана вниз к участку 56 более узкой толщины для крепления к другим конструкциям. В частности, оскланный участок 56 крепится болтами к верхней передней хорде планшера 20.

Исполнительный механизм 27 включает в себя две пары направляющих и привод 62 (см. фиг.2 и 4). Пары направляющих в общем выровнены и прикреплены к нервюрам 24. Таким образом, каждая пара направляющих расположена примерно на 25% внутрь от поперечной кромки связанного с ними угла 16 или 22 вихревого закрылка. Привод расположен между парами направляющих в середине каждой панели закрылка. Пары направляющих направляют связанные с ними панели закрылков 26, когда они перемещаются относительно панели обшивки кромки 28 с помощью привода 62.

Каждая пара направляющих включает в себя верхнюю направляющую 64, подвижную каретку 66, нижнюю направляющую 68 и неподвижную каретку 70. Верхняя направляющая прямая и смонтирована на боковой стороне вертикальной стенки 32 связанной с ней нервюры 24, как показано на фиг.9 и 10. Как показано на фиг.10, верхняя направляющая 64 имеет в общем прямоугольный канал 72, который включает в себя отверстие 74, направленное вниз к панели закрылка 26. Канал 72 и отверстие 74 проходят вдоль длины направляющей 64. Задний конец направляющей 64 прикреплен к нервюре 24 ниже отверстия 74, как показано на фиг.2.

Направляющая 64 наклонена вверх и вперед.

Рассмотрим фиг.9 и 10, на которых верхняя направляющая 64 включает в себя верхний вертикальный фланец 76. Верхний вертикальный фланец 76 установлен напротив вертикальной стенки 32 нервюры 24 и прикреплен к ней. Верхняя направляющая включает в себя также множество равномерно друг от друга в общем параллельных элементов жесткости углового соединения 78, которые проходят между верхним фланцем 76 и секцией 72 с формой прямоугольного поперечного сечения. (Для упрощения иллюстрирования на фиг.2 и 3 элементы жесткости углового соединения не показаны).

При особом рассмотрении фиг.9 видно, что каждый торец верхней направляющей 64 включает в себя торцевой фланец 80,

который колланарен с верхним вертикальным фланцем 76. Торцевые фланцы 80 расположены рядом с вертикальной стенкой 32 нервюры 24 и прикреплены к ней. Нижние фланцы 80 также видны на фиг.2 и 3.

Рассмотрим фиг.10, на которой показано, что горизонтальный фланец 82 проходит наружу от верхней направляющей 64 на участке направляющей, которая лежит между концевыми фланцами 80. Горизонтальный фланец 82 расположен в общем перпендикулярно концевым фланцам 80. Горизонтальный фланец 82 расположен под связанной с ним нервюрой 24, напротив нижнего фланца 36, и прикреплен к нему.

Элементы жесткости 78 и фланцы 76, 80 и 82 сделаны за одно целое с верхней направляющей 64. Фланцы 76, 80 и 82 прикреплены к нервюрам 24 с помощью крепежных деталей (не показанных), которые проникают через фланцы и прижимающие поверхности нервюры 24.

Подвижная каретка 66 смонтирована для перемещения внутри канала 72 верхней направляющей 64, как показано на фиг.2, 3 и 9. Фиг.7 представляет увеличенное изображение в перспективе, иллюстрирующее основные части подвижной каретки 66, перемещаемой от верхней направляющей 64. Подвижная каретка 66 включает в себя корпус каретки 84, четыре колеса 86 и крепежный узел 88. (Для ясности иллюстрация крепежный узел 88 на фиг.7 не показана).

Корпус каретки 84 имеет форму эллипса, если смотреть на него сбоку. В корпус каретки имеется вертикальная прорезь, в которую установлен крепежный узел 88. Расположенные напротив друг друга штифты 90 выступают из плоских сторон корпуса каретки 84 с передней и задней ее сторон. Штифты 90 имеют сбалансированное резьбовое торцевое отверстие 92, предназначенные для приема стопорных винтов (не показанных) для роликов 86. В частности, на каждом из штифтов 90 смонтирован ролик 86. Штифты 90, которые оосно проходят через каждый ролик 86, оступают в канавке осей. То есть, ролики 86 могут вращаться вокруг штифтов 90. Ролики 86 предостителяют контакт в себя внутренние игольчатые подшипники или сферические подшипники (не показанные) для снижения трения. Установка четырех роликов 86 обеспечивает снижение усилий на направляющую 64. Ролики удариваются на штифтах с помощью стопорных винтов, которые ввинчиваются в торцы штифтов.

Ролики 86 имеют диаметр, по высоте равный примерно высоте канала 74 в направляющей 64, как показано на фиг.9. Рассмотрев фиг.7, видим, что каждый ролик 86 оосно смонтирован на штифте 90. Более конкретно, каждый ролик 86 включает в себя центральное цилиндрическое отверстие 102. Ролики 86 удариваются на штифтах 90 с помощью винтов, которые ввинчивают в отверстия для винтов 92 в штифтах 90.

Между осями (штифтами) 90 в корпус каретки 64 образована прорезь 96. Прорезь проходит ортогонально осям. Через центр корпуса каретки 64 параллельно осям 90 и, таким образом, перпендикулярно прорези образовано цилиндрическое высверленное отверстие 98. Буртик 100 выступает перпендикулярно от обеих боковых сторон корпуса каретки 64 и коаксиально окружает

входы в высверленное отверстие 88.

Обращаясь к фиг. 2, отметим, что крепежный узел 88 включает в себя изогнутый вверх конец 104 и конец 106 соединенный с направляющей. Изогнутый конец 104 устанавливается в прорези 98 корпуса каретки 84 (см. фиг. 7). Как показано на фиг. 9, изогнутый конец 104 взаимодействующим образом прикрепляется к корпусу каретки 84 с помощью поворотного шкворня 108, введенного через высверленные отверстия 88, расположенные по боковым сторонам корпуса каретки 84 (фиг. 7) и через отверстия в изогнутом конце 104 крепежного узла 88. Гайка 110, прикрепленная к концу шкворня 108 так, что находится напротив головки оси, удерживает шкворень в установленном положении.

Моношаровой узел, содержащий внутреннюю канавку канчения 112 и внешнюю канавку канчения 114, вставлен в изогнутый конец 104 крепежного узла 88 с помощью прессовой или горячей посадки. Внутреннюю канавку канчения 112 и внешнюю канавку канчения 114 предпочтительно делают из стали. Поверхности внутренней канавки канчения 112 и внешней канавки канчения 114 покрывают напыляющим материалом, типа TEFLON (тефлон), или оставляют голый металл, используя консистентную смазку.

Вышеупомянутое моношаровое устройство позволяет крепежному узлу 88 поворачиваться относительно продольной оси поворотного шкворня 108 с низким коэффициентом трения. Кроме того, моношаровой узел позволяет элементу вращения 88 поворачиваться вокруг оси, перпендикулярной продольной оси поворотного шкворня 108 на несколько градусов.

На фиг. 2 показано, что передний конец 106 крепежного узла 88 простирается вперед относительно изогнутого конца 104 и подсоединяется к хвостовому концу панели закрылка 28 рядом и параллельно нижнему рельсу 88. В частности, передний конец 106 включает в себя в общем U-образный канал прямоугольной формы 116, который проходит от жесткого изогнутого конца 104. Нижняя поверхность U-образного канала 116 прикреплена болтами к хвостовому концу панели закрылка 28, используя поперечную армированную пластину (не показанную).

Нижняя направляющая 88 образует канал, имеющий отверстие 120, направленное вверх к червяку 24, как показано на фиг. 8. Канал в общем имеет прямоугольную форму за исключением канавки 122, проходящей по центру вдоль основания канала.

Наружная часть нижней направляющей 88 соответствует в общей форме внутренней части канала в ней с одним принципиальным исключением. А именно, поддерживающая опора 124 проходит от каждого нижнего угла нижней направляющей 88. Каждая опора имеет в общем прямоугольное поперечное сечение и простирается в сторону от нижней направляющей 88, в направлении, в общем параллельном поперечной оси нижнего рельса. Каждая опора простирается вдоль длины нижней направляющей 88 и расположена над панелью закрылка 28, как будет описано ниже.

Неподвижную каретку 70 располагают внутри канала нижней направляющей 88. неподвижная каретка 70 по существу

идентична описанной выше подвижной каретке 66, с одним основным отличием. В данном случае неподвижная каретка 70 включает в себя крепежный узел 126, отличающийся от крепежного узла 88 подвижной каретки 66.

Крепежный узел 126 неподвижной каретки 70 включает в себя главную часть корпуса 130 и два фланца 132. Фланцы 132 в общем имеют прямоугольную форму и расположены прямо по центру над главной частью корпуса 130 крепежного узла 126. Фланцы 132 крепежного узла 126 присоединены к нижнему фланцу 26 червяка 24 с использованием проходящих крепежных деталей, предпочтительно болтов.

Главная часть корпуса 130 крепежного узла 126 в общем имеет прямоугольное поперечное сечение. Главная часть корпуса 130 и два фланца 132 сделаны путем механической обработки из одной заготовки. Отдаленный конец главной части корпуса 130 оканчивается в закругленной вершине 134, как показано на фиг. 2.

Кроме того, как описывалось в связи с подвижной кареткой 66, моношаровое устройство устанавливает на вершине 134 крепежного узла 126, используя прессовую или горячую посадку, как показано на фиг. 8. Поворотный шкворень 108, укрепленный с помощью гайки 110, присоединяет неподвижную каретку к крепежному узлу 126. Моношаровое устройство позволяет неподвижной каретке 70 поворачиваться относительно продольной оси поворотного шкворня 108 с низким коэффициентом трения. Кроме того, моношаровое устройство позволяет поворотному элементу 88 поворачиваться вокруг оси, перпендикулярной продольной оси поворотного шкворня 108 на несколько градусов.

Привод 62 расположен по центру между червяками 24 в середине каждого угла закрылка 16, как схематически показано на фиг. 1. Рассмотрим фиг. 4, на которой каждый привод 62 включает в себя привод под прямым углом 136, винт 137, шариковую гайку 140 и соединительный элемент 142. Привод под прямым углом 136 прикреплен к переднему контуру 20 крыла 12 через фитинги 21 на передней стороне контура, используя болты.

Привод под прямым углом 136 получает вращательную энергию от ведущего вала 138. Ведущий вал 138 проходит в общем параллельно контуру 20 и подсоединен к механизму шарового привода 62 каждого угла закрылка 16 и 22. Вращение вала привода 138 выполняется с помощью блока силового привода (БСП) (не показанного). БСП можно размещать по центру между углами закрылков 16 и 22, на крыле 12 или БСП можно размещать по центру в фюзеляже для привода углов вращающихся закрылков на обоих крыльях самолета. БСП в общем состоит из коробки передач и первичного и вторичного двигателей. Первичный двигатель предпочтительно представляет собой двигатель гидравлического типа, а вторичный двигатель является электрическим. В качестве альтернативы оба двигателя, первичный и вторичный, могут быть гидравлическими. Как отмечалось выше, крыло 12 включает в себя несколько



различных секций, имеющих разные углы строповидности. Это требует, чтобы ведущий вал 136 изгибался или изменял свое направление следования при переходе из одной секции крыла в другую. Для обеспечения возможности изгибаться ведущему валу 136 ведущий вал включает в себя передачу под углом с разными постоянными скоростями (не показанными) в различных положениях, где стержень привода проходит из одной секции крыла в другую. Ведущий вал 136 проходит заднее наибольшее отверстие 40 (см. фиг. 2) в шарнирах 24.

Шариковый винт 137 заданен одним концом вперед от привода под прямым углом 136, под углом между неподвижной панелью обшивки носка 26 и панелью закрылка 29, где винт шарнирен по центру через шариковую гайку 140. Как будет описано более подробно ниже, удаленный конец винта 137 включает в себя ограничитель 144, который предотвращает расцепление шариковой гайки 140 с винтом 137.

Панель закрылка 29 шарнирно прикреплена к шариковой гайке 140 с помощью крепежного сцепления 146. Когда панель закрылка 29 выдвигается и убирается, это крепежное сцепление 146 проходит не по прямой линии, даже если он направляется с помощью двух прямых направляющих 68. То, что крепежное сцепление 146 идет не по прямой линии, требует, чтобы винт 137 был способен поворачиваться на несколько градусов. Это осуществляется с помощью универсального или полонитетического шарнира обшивки угловой передачи 136 (не показано). Внутренний универсальный или полонитетический шарнир, кроме того, приспособливает отклонения закрылка, обусловленные нагрузкой.

Соединительный элемент 142 имеет прямоугольное поперечное сечение канала. Горизонтальный фланец соединительного элемента 142 подвешен болтами к армированному склепанному участку панели закрылка 29. (Как показано ниже, панель закрылка 29 сдвинута из панели с готовым заполнителем). Задний конец соединяющего элемента 142 захватывает шариковую гайку 140 и вращающимся способом соединяется с шариковой гайкой с помощью двух штифтов 148 на противоположных сторонах шариковой гайки.

Как отмечалось выше, наружная обшивка 148 панели закрылка 29 образована из панели с готовым заполнителем. Наружная обшивка 148 образует профиль поверхности обтекания или нижний передний контур крыла, когда закрылок убран (см. фиг. 2). Панель с готовым заполнителем, образующая обшивку 148 панели закрылка 29, включает в себя несколько склепанных участков. Передняя, задняя и две боковые кромки скошены для образования оплошного элемента кромки, предназначенного для уплотнения панели и размещения уплотнителей. Кроме того, имеются две длинные и узкие участки скоса, где две нижние направляющие 68 узла закрылка прикреплены к панели закрылка 29. Эти узкие участки скоса являются достаточно длинными для обеспечения установки крепежных узлов 68 подвижной каретки 66. Последний склепанный участок заднего конца

прямоугольной секции панели закрылка 29 обеспечивает установку соединительного элемента 142 между шариковой гайкой 140 и панелью закрылка 29. Установленные нижние направляющие 68 для панели закрылка 29 требуют ряда прокладок 150. Эти прокладки плотно расположены между изогнутой поверхностью панели закрылка 29 и фланцами 124 прямых нижних направляющих 68 (фиг. 2 и 5). Эти прокладки 150 представляют собой квадратные металлические пластины переменной толщины. Закрепление направляющих 68 через прокладки 150 к панели закрылка 29 осуществляется с помощью заклепок или болтов.

Внешняя нижняя поверхность наружной обшивки 148 панели закрылка 29 изгибается выгнуто вверх, образуя изогнутую переднюю кромку 154. Изогнутая передняя кромка 154 панели закрылка 29 по изогнутой опирается с изогнутой передней кромкой неподвижной панели носка 26, так что узел закрылка имеет закругленную гладкую переднюю кромку, когда панель закрылка 29 убрана.

Как упоминалось выше, исполнительный механизм 27 перемещает панель закрылка 29 относительно неподвижной панели носка 26. Это выполняется следующим образом. Начиная с момента, когда панель закрылка 29 находится в полностью убранном положении, показанном на фиг. 2 и 4, привод под прямым углом поворачивается в действие так, чтобы поворачивать винт 137 в перемещение направлении, которое вызывает перемещение вперед шариковой гайки 140 вдоль длины шарикового винта. Перемещение шариковой гайки 140 толкает соединяющий элемент 142 вперед, который в свою очередь толкает вперед панель закрылка 29.

При толкании панели закрылка 29 вперед нижняя направляющая 68 (см. фиг. 2) движется вперед вместе с панелью закрылка. Когда нижняя кромка 68 движется вперед, нижняя направляющая скользит по неподвижной каретке 70, как показано на фиг. 3. При скольжении нижней направляющей 68 вперед подсоединенный к ней крепежный узел 68 тянет подвижную каретку 66 вперед. Это вызывает скольжение подвижной каретки 66 вперед по верхней направляющей 64. Поскольку верхняя и нижняя направляющие расходятся, осуществляется передача движения панели закрылка 29 прямо, а также поворачивание по часовой стрелке (как показано на фиг. 2-4) на несколько градусов. Когда панель закрылка 29 сначала начинает разворачиваться, связь между двумя поворотными средствами 108 на подвижной каретке 66 и неподвижной каретке 70 очень длинная. Следовательно, первоначальное движение является преобладающим посредством параллельного переноса (движение Фоллера) с очень маленьким поворотом. Когда связь между двумя каретками 66 и 70 сокращается, поворот закрылка становится все более резко выраженным.

Максимальное переднее положение панели закрылка 29 относительно неподвижной панели носка 26 показано на фиг. 3. В этом положении передняя кромка 154 панели закрылка 29 находится вперед и ниже передней кромки 64 неподвижной

панели носка 28. Привод под прямым углом 136 может быть остановлен в любой момент времени, располагая панель закрывка 29 в промежуточном положении между полностью убранным положением и максимально выпущенным положением. В частности, когда приводится в действие привод под прямым углом 136, передняя кромка 154 панели закрывка 29 перемещается вперед и вниз относительно передней кромки 54 неподвижной панели 28 носка по существу по ровному параболическому пути.

Некоторые компоненты узла закрывка 16 служат для ограничения максимального перемещения вперед панели закрывка 29 относительно неподвижной панели носка 28. Во-первых, ограничитель 144 на конце винта 137 ограничивает перемещение вперед шаровой гайки 140, как показано в воображаемом положении гайки, изображенной на фиг.4. Во-вторых, дальнейшее перемещение вперед нижней направляющей 54 можно предотвратить с помощью установления упора на заднем конце нижней направляющей 55, который останавливает неподвижную каретку 70. В-третьих, передний конец верхней направляющей 54 можно оборудовать упором для предотвращения перемещения подвижной каретки 66 дальше ее переднего конца. Подобно боковой каретке закрывка данной выхвост закрывка, вероятно, имеет энтритический датчик положения закрывка, который замедляет движение закрывка (загоразивающий), останавливает приводной двигатель и включает тормоз привода, основываясь на логических данных положения закрывка.

Когда требуется убрать панель закрывка 29, привод под прямым углом 136 приводится в действие так, чтобы вращать винт 137 в обратном направлении. Это перемещает шаровую гайку 140 назад по винту 137, что действует на сдвигающийся элемент 142, сдвигающий панель закрывка 29 назад. В результате этого подвижная каретка 66 движется назад по верхней направляющей 54, а нижняя направляющая перемещается назад по неподвижной каретке 70.

Как показано на фиг.2-4, переднее уплотнение 156 проходит по внутренней передней кромке 54 неподвижной панели носка 28 для предотвращения протекания воздуха через узел закрывка 16, когда убирается панель закрывка 29. Увеличенный вид переднего уплотнения 156 показан на фиг.5. Переднее уплотнение 156 включает в себя слой 168 долговечного эластичного материала, типа ткани, пропитанной силиконовым каучуком, имеющий полый, лувовидообразный удаленный конец 160. Слой 158 прикреплен к внутренней кромке 54 неподвижной панели носка 28, где лувовидообразный конец 160 простирается вниз мимо передней кромки неподвижной панели носка. Рядом с первым слоем 158, напротив передней кромки 54 панели носка 28, расположено зажимное приспособление 162, предпочтительно сделанное из металлического сплава. Зажимное приспособление 162 включает в себя в общем удлиненный конец 164 в форме гайки, который расположен таким образом, что его выступая поверхность накрывает лувовидообразный конец 160 первого слоя.

При убирании панели закрывка 29 ее передняя кромка 154 прижимается к лувовидообразному концу 160 первого уплотнения 158, прижимая лувовидообразный конец к зажимному приспособлению 162 и образуя уплотнение сжатия. В частности, это называют лувовидным уплотнением.

Эластичный слой 158 и зажимное приспособление 162 подстраивают к передней кромке 54 верхней неподвижной панели носка 28 с помощью крепежных деталей, в частности крепежных деталей, которые проходят сквозь эластичный слой 158, зажимное приспособление 162 и переднюю сжатую кромку 54 неподвижной панели носка 28.

Кроме того, обеспечено заднее уплотнение 156, как показано на фиг.2-4. Заднее уплотнение 156 подстраивают к короткой панели нижней обшивки 166 непосредственно перед передним лонжероном 20. Заднее уплотнение 156 проходит по длине узла закрывка 16 под неровностями 24. Увеличенный вид заднего уплотнения 156 показан на фиг.6.

Короткая нижняя панель обшивки 166, на которой расположено заднее уплотнение закрывка 156, также является смотровой панелью для полости носка в случае примерзания панели закрывка 29 в убранном положении. Короткая нижняя панель обшивки 166 крепится к нижней передней кромке переднего лонжерона 20 и нижнему фланцу 38 ребра жесткости 24. Заднее уплотнение 156 представляет собой лувовидообразный уплотнитель, имеющий слой 170 долговечного эластичного материала, типа ткани, пропитанной силиконовым каучуком, расположенным рядом с короткой нижней панелью обшивки 166. Эластичный слой 170 включает в себя полый лувовидообразный удаленный конец 172, который выступает в поперечном направлении вверх и слегка вперед за отогнутую кромку короткой нижней панели обшивки 166. Зажимное приспособление 174, предпочтительно содержащее металлический сплав, расположено прилегающим образом к эластичному слою 170. Зажимное приспособление включает в себя в общем сделанную в форме гайки секцию 176, которая выступает в поперечном направлении, охватывая и поддерживая заднюю сторону лувовидообразного удаленного конца 172 эластичного слоя 170.

Заднее уплотнение 156 включает в себя контактную пластину 178, проходящую по длине узла закрывка 16 на панели закрывка 29. В частности, контактную пластину 178 крепят к охваченному участку 160 панели закрывка 29 в местоположении позади от нижней направляющей 55. Контактную пластину 178 предпочтительно изготавливают из металлического сплава в форме, соответствующей в общем заглавной букве "L". Более конкретно, одну нижнюю букву "L" крепят к охваченному участку 160, в то время как другая нога выступает в поперечном направлении вверх, причем ее задняя поверхность существенно выровнена с удаленной кромкой охваченного участка 160. Когда панель закрывка 29 по существу убрана, контактная пластина 178 на панели закрывка прижимается к лувовидообразному удаленному концу 172 эластичного слоя 170.

на короткой нижней панели обшивки 168. Контактную пластину 170, зажимное приспособление 174 и эластичный слой 170 крепят к оклеенным участкам 180 и 188 предостаточно прочными наклеиваемыми крепежными деталями.

Когда панель закрывка 20 находится в их убранном положении, на боковых краях закрывки между панелями закрывки обеспечивается уплотнение (не показанное) для предотвращения проникновения и потока вдоль разрыва крыла внутри полости носка. Эти боковые уплотнения прилегают к оклеенным краям панелей закрывки 20 и подобным образом к задним уплотнениям 186.

Как показано на фиг. 2-4, обеспечен отражательный уплотнитель 182 для предотвращения проникновения воздушного потока саксом ула закрывка 16 при выпуске панели закрывка 20. Отражательный уплотнитель 182 содержит эластичную пластину, предостаточно отделанную на металлического сплава или составного материала, проходящую по длине угла закрывка 16. Пластина сделана в форме, в общем соответствующей заглавной букве "L". Вертикальная ножка "L" подсажена к переднему фланцу носка 24, как показано на фиг. 2 и 3, так что эта ножка простирается в поперечном направлении вниз от неподвижной верхней панели 28 к местоположению носка носка. Другая ножка простирается назад, как показано на фиг. 4. Когда угол закрывка 16 полностью раскрыт, проходящая назад ножка остается тесно прижатой к внутренней части наружной обшивки 148 панели закрывка 20, образуя аэродинамическое уплотнение. В отражательном уплотнителе 182 обеспечены вырезы для приспособления к неровностям, таким как верхняя направляющая 68 (см. фиг. 2 и 3) и соединительный элемент 142 (см. фиг. 4). Отражательный уплотнитель 182 соединяют с носками 24 предостаточно прочными крепежными деталями.

Описываемый выше вариант осуществления изобретения обеспечивает несколько преимуществ. Во-первых, когда панель обшивки носка выпускается вперед и вниз относительно неподвижной поверхности крыла, увеличивается эффективная длина хорды и кривизна крыла, в результате чего возрастает коэффициент подъемной силы для данного угла атаки. В прошлом такое развращение создавало нестабильное закручение на панели закрывка, что влекло за собой неблагоприятное воздействие на характеристики управления и устойчивости самолета. В случае описанных в соответствии с настоящим изобретением устройств панелей обшивки носка такое закручение стабилизируется и, таким образом, неблагоприятное воздействие на характеристики управления и устойчивости самолета не возникает. Из фиг. 3 и 4 видно, что когда панель закрывка 20 выпускается относительно неподвижной панели обшивки носка 28, изогнутая вверх передняя кромка 154 панели закрывка 20 действует как закручивающее устройство для срыва потока и возникновения закручения на верхней поверхности панели аэродинамической закрывка 20. Это закручение образует подъемную силу. (Такое закручение схематически показано на

фиг. 4 пунктирными линиями потока). Изогнутая вниз передняя кромка неподвижной верхней панели 28 заставляет воздушный поток возмущаться безотрывное обтекание верхней поверхности крыла, что стабилизирует закручение.

Во-вторых, как описалось выше, панель закрывка 20 можно выпускать до положений, которые являются промежуточными между полностью убранным положением (смотрите фиг. 2) и полностью выпущенным положением (смотрите фиг. 3). Эти промежуточные положения выпуска панели обеспечивают настоящему изобретению углы панелей обшивки носка подобными для широкого диапазона дозвуковых скоростей. В частности, когда панель закрывка 20 убирается из полностью выпущенного положения, передняя кромка 154 панели закрывка убирается и поворачивается вверх относительно передней кромки 64 верхней неподвижной панели носка 28. Эффект от этого заключается в создании меньшего закручения, что полезно на более высоких дозвуковых скоростях, когда самолет летит с более низким углом атаки для улучшения аэродинамического качества.

В-третьих, стабильное закручение на носке крыла, образующее подъемную силу, которая создает продольный момент на закручивание. Этот продольный момент на закручивание снижает требования балансировки вращающего момента на горизонтальном хвостовом оперении, что дает более полную подъемную силу (сбалансированную подъемную силу) и лучшее аэродинамическое качество.

В-четвертых, когда панель закрывка 20 выпускается, она выпускается так, что ее передняя кромка 154 в общем всегда направлена по направлению набегающего воздушного потока. Это минимизирует усилия приведения в действие, требуемое для выпуска, сделанного в соответствии с настоящим изобретением закрывка, по сравнению с закрывками типа носового щитка Крюгера, которые нужно поворачивать в развращение против набегающего воздушного потока.

Более того, выпуск панели закрывка 20 в направлении по набегающему воздушному потоку в настоящем изобретении дает явное изменение коэффициента подъемной силы и снижает лобовое сопротивление по сравнению с известными предложениями. При поворачивающихся в положение закрывка имеется обычно временное скачкообразное изменение подъемной силы и лобового сопротивления.

Дополнительно к этому момент отделения между подвижной кареткой 66 и неподвижной кареткой 70 снижается для частичных положений выпуска панели закрывка 20. Следовательно, способность реагирования на нагрузку угла закрывка 16 увеличивается для положений частичного выпуска, так что на более высокие нагрузки панели закрывка (вызываемые более высокими скоростями) можно реагировать без повышения прочности конструкции. В убранном положении связь между каретками доводится до максимума. Это значит, что закрывка удерживается на месте очень крепко, и что на высокие аэродинамические нагрузки на сверхзвуковых скоростях можно реагировать минимальными

нагрузками и отклонениями приваждения в действии.

Наконец, в одаденных в соответствии с настоящим изобретением углах отклоняемого носка крыла используют направляющие, которые являются прямыми и, следовательно, их можно недорого изготавливать. Часто в системах выпуска закрылков используют изогнутые направляющие или рельсы, которые сложны и дорогостоящие для производства.

Хотя здесь был показан и описан предпочтительный вариант осуществления изобретения, следует понимать, что в нем можно делать различные изменения, не выходя при этом за рамки объема и сущности изобретения. Например, роликовые каретки 56 и 70 можно заменить скользящими блоками, которые обеспечивают поверхностный контакт, предназначенный для лучшей характеристики контакта. Каждый узел закрылка 16 можно обеспечить двумя сбалансированными друг от друга приводными механизмами 62 для минимизирования перемещения с помощью рычажной передачи. Кроме того, одну панель обшивки носка 26 можно выпускать над несколькими панелями закрылков 28. Точно так же канальные секции направляющих 64 и 68 можно изменять так, чтобы иметь поперечные фланцы, предназначенные для перемещения роликов вдоль верхних и оснований таких фланцев. Таким образом, должно быть понятно, что в пределах объема притязаний прилагаемой формулы изобретения данное изобретение можно применять иначе, чем было описано здесь.

Варианты осуществления, в которых заявляется исключительное право собственности или преимущественное право, определяются следующей формулой изобретения.

#### Формула изобретения:

1. Узел отклоняемого носка крыла, содержащий панель обшивки носка, имеющую верхнюю поверхность, изогнутую выпукло вниз с образованием направленной вниз передней кромки, и заднюю кромку, соединенную с передней поперечной кромкой крыла, отличающийся тем, что снабжен панелью закрылка с нижней поверхностью, изогнутой выпукло вверх для образования направленной вверх передней кромки, и исполнительным механизмом с приводом перемещения для подсоединения панели закрылка к указанной панели обшивки носка, выполненной неподвижной, и перемещения панели закрылка относительно указанной панели обшивки носка между убранным и выпущенным положениями, в убранным положении передняя кромка панели закрылка расположена рядом с передней кромкой неподвижной панели обшивки носка и выровнена по касательной с передней кромкой неподвижной панели обшивки носка, образуя закругленную переднюю кромку крыла, а в выпущенном положении передняя кромка панели закрылка расположена впереди и ниже передней кромки неподвижной панели обшивки носка.

2. Узел отклоняемого носка крыла по п. 1, отличающийся тем, что содержит первую нервюру, подсоединенную к переднему поперечному крылу и предназначенную для поддержания неподвижной панели обшивки

носки.

3. Узел отклоняемого носка крыла по п. 2, отличающийся тем, что содержит вторую нервюру, подсоединенную к переднему поперечному крылу, отстоящую от первой нервюры и предназначенную для поддержания неподвижной панели обшивки носка.

4. Узел отклоняемого носка крыла по п. 3, отличающийся тем, что исполнительный механизм содержит две прямые направляющие для перемещения панели закрылка при ее движении относительно неподвижной панели обшивки носка, подсоединенных соответственно к первой и второй нервюрам.

5. Узел отклоняемого носка крыла по п. 4, отличающийся тем, что исполнительный механизм содержит две каретки, установленные с возможностью движения при перемещении панели закрылка относительно неподвижной панели обшивки носка в соответствующих прямых направляющих и прикрепленных к панели закрылка.

6. Узел отклоняемого носка крыла по п. 5, отличающийся тем, что каждая каретка прикреплена к панели закрылка с возможностью вращения.

7. Узел отклоняемого носка крыла по п. 3, отличающийся тем, что исполнительный механизм содержит первую прямую направляющую, прикрепленную к панели закрылка, предназначенную для направления перемещения панели закрылка при движении последней относительно неподвижной панели обшивки носка.

8. Узел отклоняемого носка крыла по п. 7, отличающийся тем, что исполнительный механизм содержит вторую прямую направляющую, прикрепленную к панели закрылка, предназначенную для направления перемещения панели закрылка при движении последней относительно неподвижной панели обшивки носка.

9. Узел отклоняемого носка крыла по п. 8, отличающийся тем, что исполнительный механизм содержит две каретки, охваченные с возможностью перемещения при движении панели закрылка относительно неподвижной панели обшивки носка в соответствующих прямых направляющих.

10. Узел отклоняемого носка крыла по п. 9, отличающийся тем, что каждая из двух кареток прикреплена с возможностью вращения к переднему нижнему концу нервюры, поддерживающей неподвижную панель обшивки носка.

11. Узел отклоняемого носка крыла по п. 3, отличающийся тем, что снабжен механизмом уплотнения, уплотняющим переднюю кромку неподвижной панели обшивки носка с передней кромкой панели закрылка при убранным положении последнего.

12. Узел отклоняемого носка крыла по п. 3, отличающийся тем, что привод перемещения выполнен в виде коробки угловой передачи, прикрепленной к переднему поперечному крылу, расположенного впереди указанной коробки угловой передачи шарнирного винтового механизма с винтом, приводимым в действие с ее помощью, и гайкой, сцепленной с панелью закрылка при помощи механизма сцепления.

RU 2 181332 C2

13. Узел отклоняемого носа крыла по п. 3, отличающийся тем, что снабжен механизмом уплотнения, уплотняющим задний конец панели закрылка с передним концом нижней неподвижной панели обшивки носа при убранном положении панели закрылка.

14. Узел отклоняемого носа крыла по п. 3, отличающийся тем, что снабжен механизмом уплотнения, уплотняющим

панели закрылка с другим узлом отклоняемого носа крыла.

15. Узел отклоняемого носа крыла по п. 1, отличающийся тем, что снабжен отражателем пластиной, выступающей вниз от неподвижной панели обшивки носа, имеющей отдаленный конец, расположенный вблизи панели закрылка при выпущенном положении последней.

8

10

15

20

25

30

35

40

45

50

55

60

65

RU 2 181332 C2

RU 2181332 C2

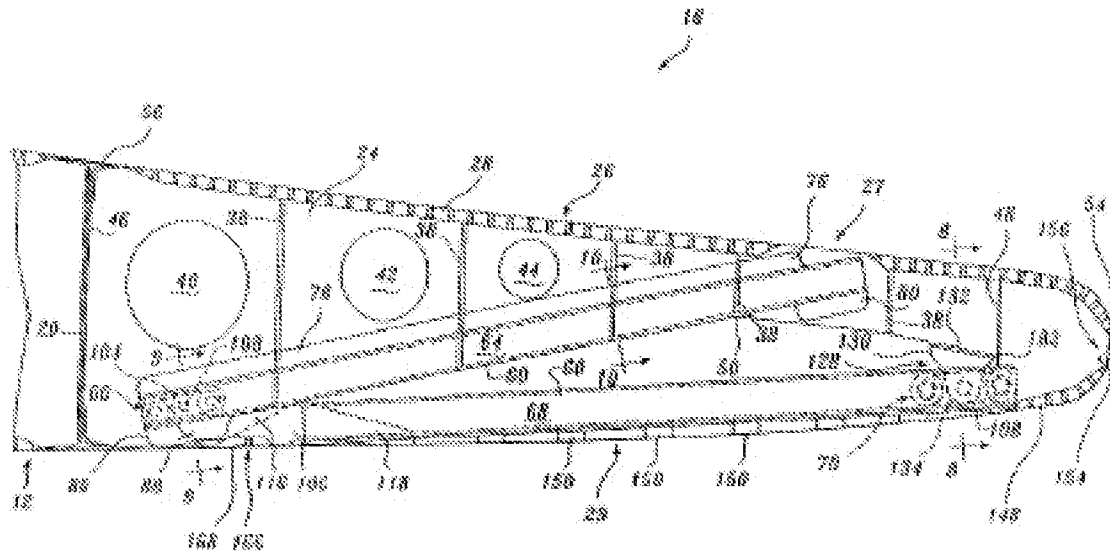


FIG. 1

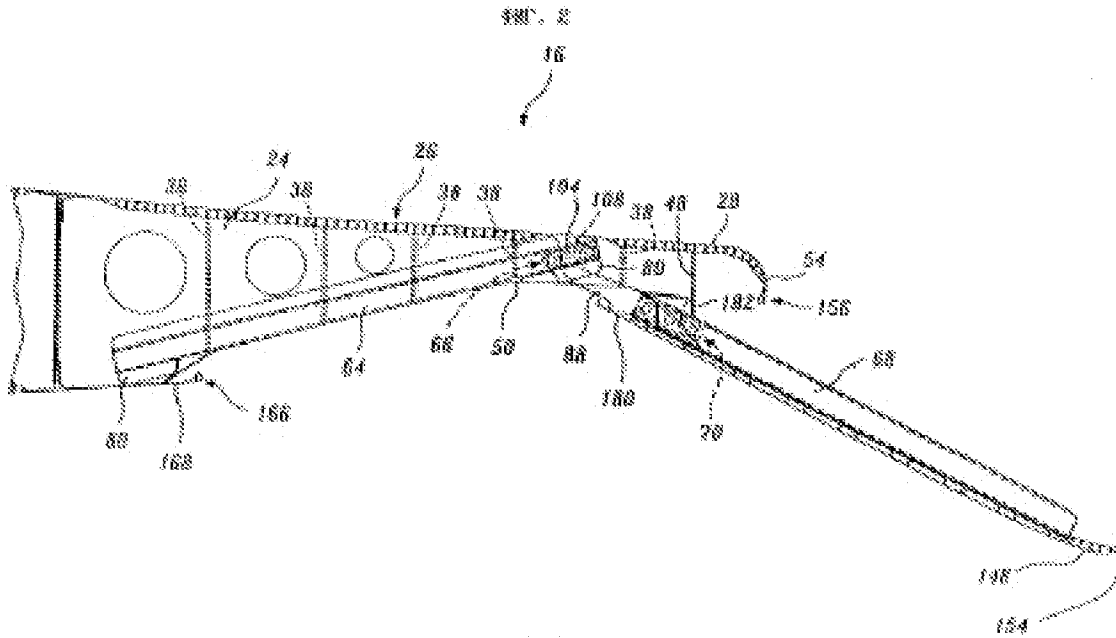


FIG. 2

RU 2181332 C2

RU 2181332 C2

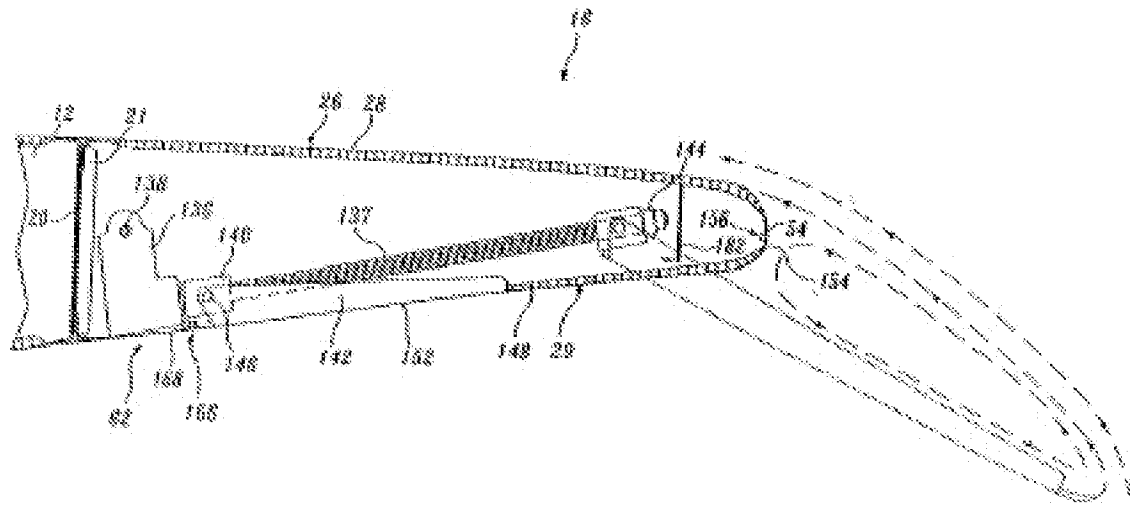
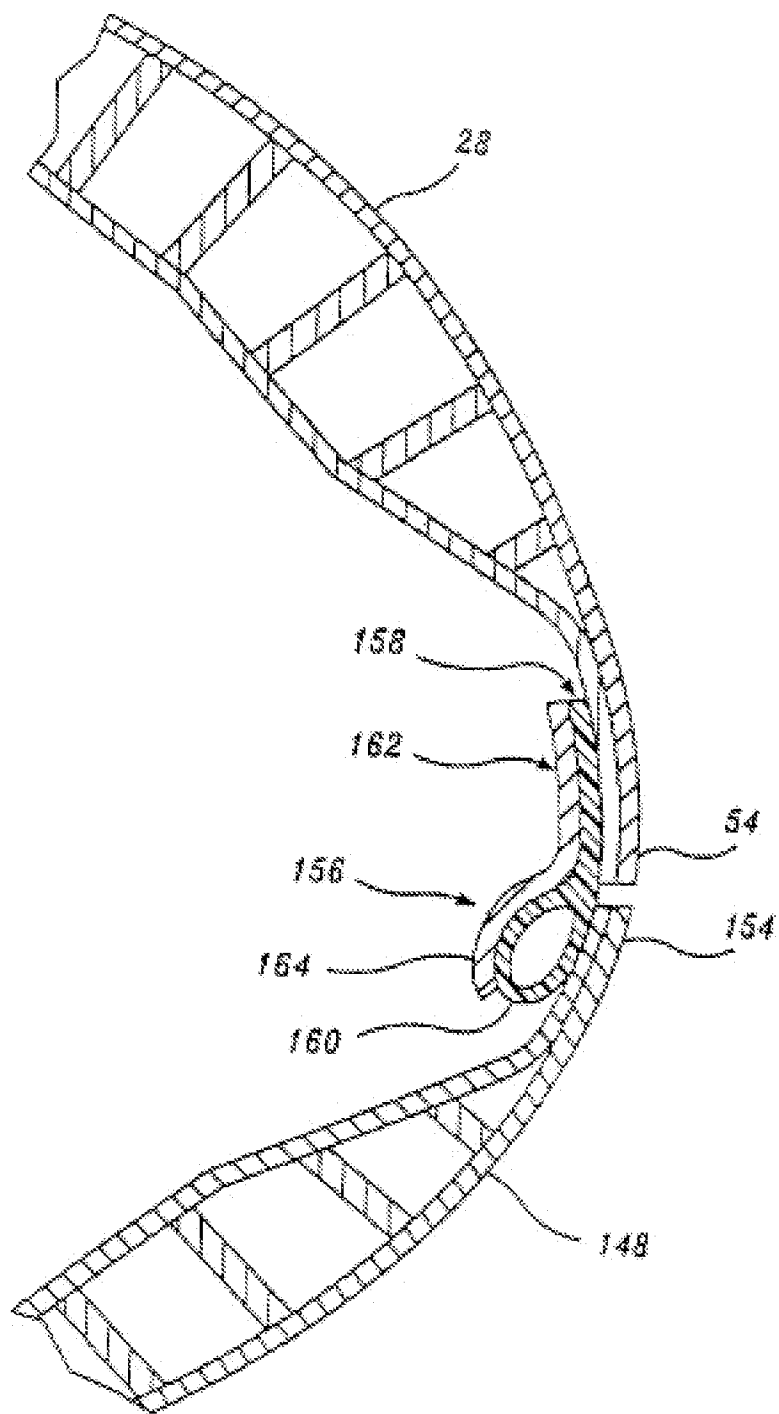


FIG. 4

RU 2181332 C2

RU 2181332 C2



Фиг. 5

RU 2181332 C2



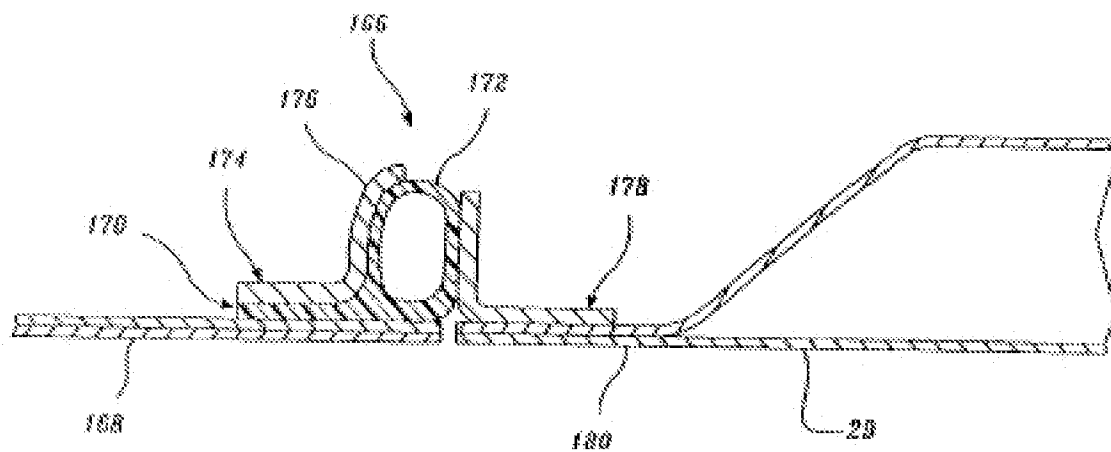


FIG. 5

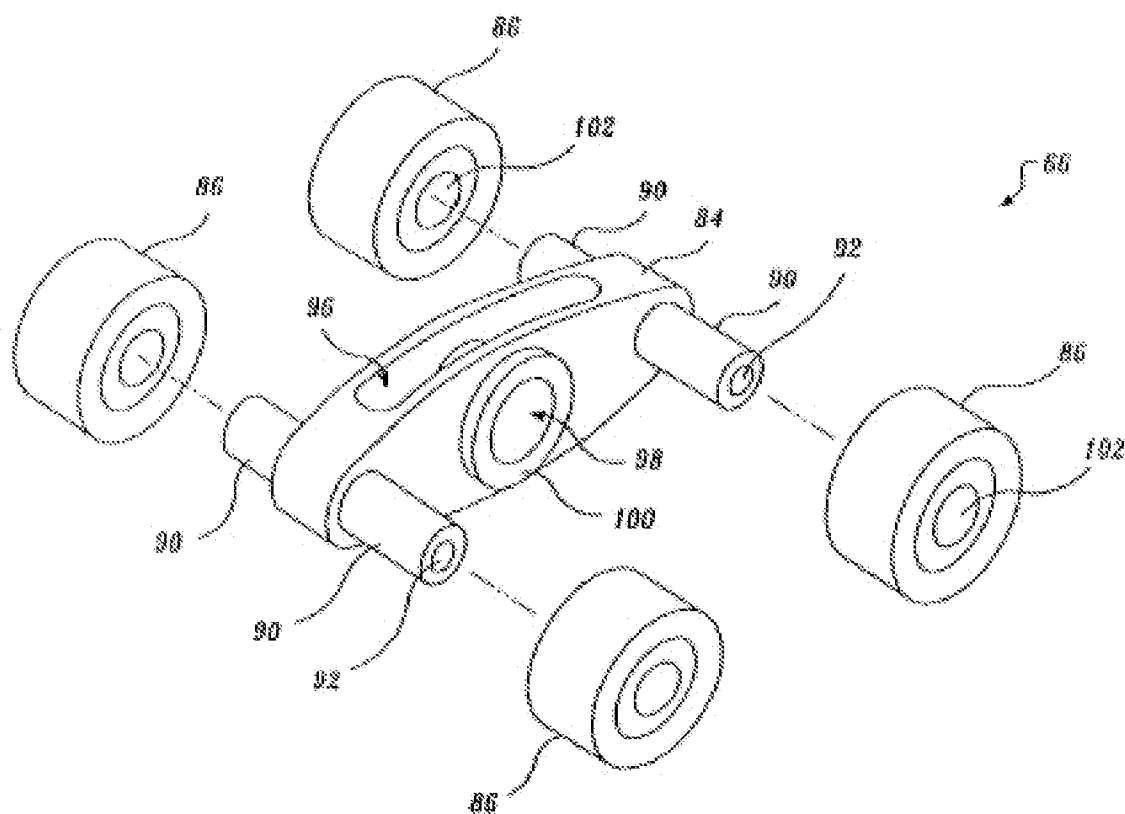
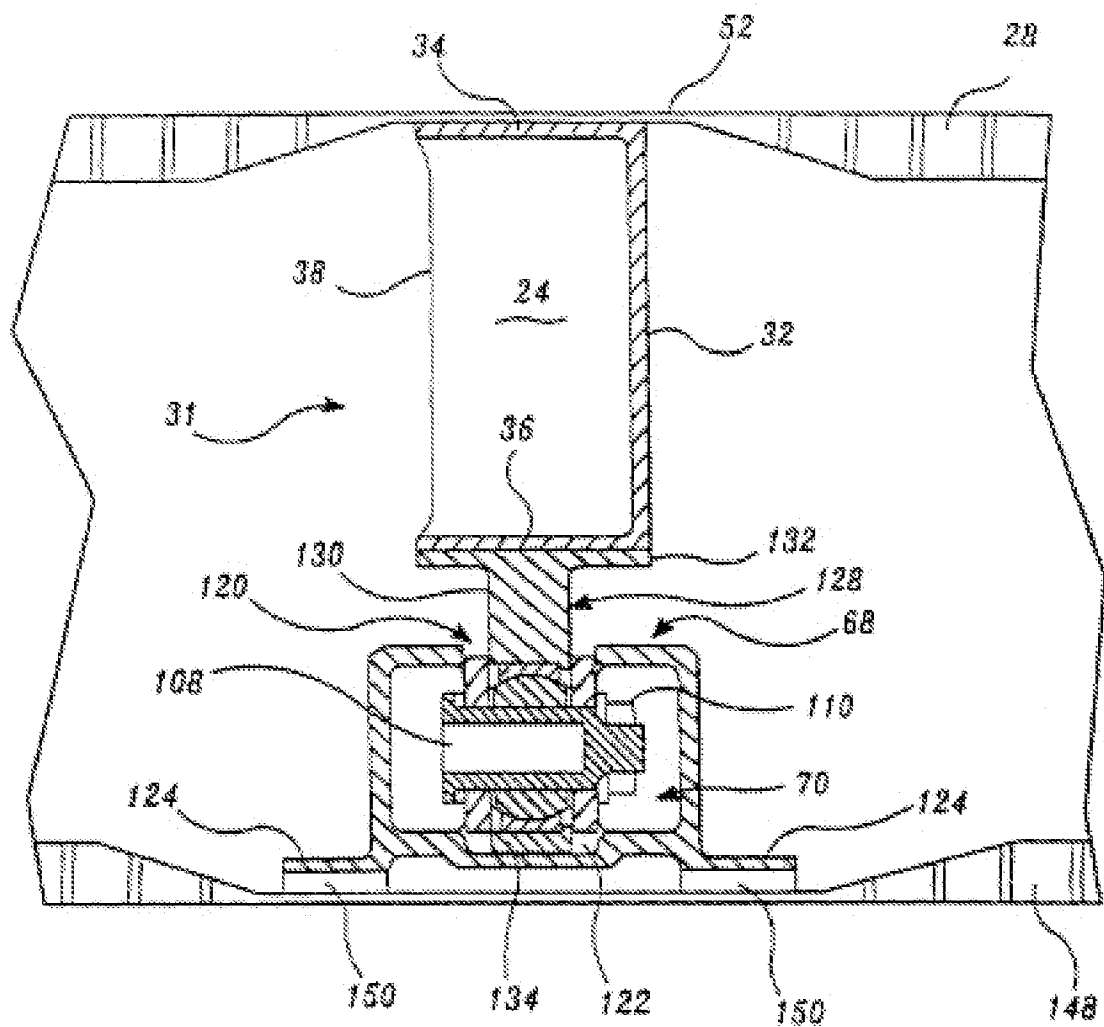


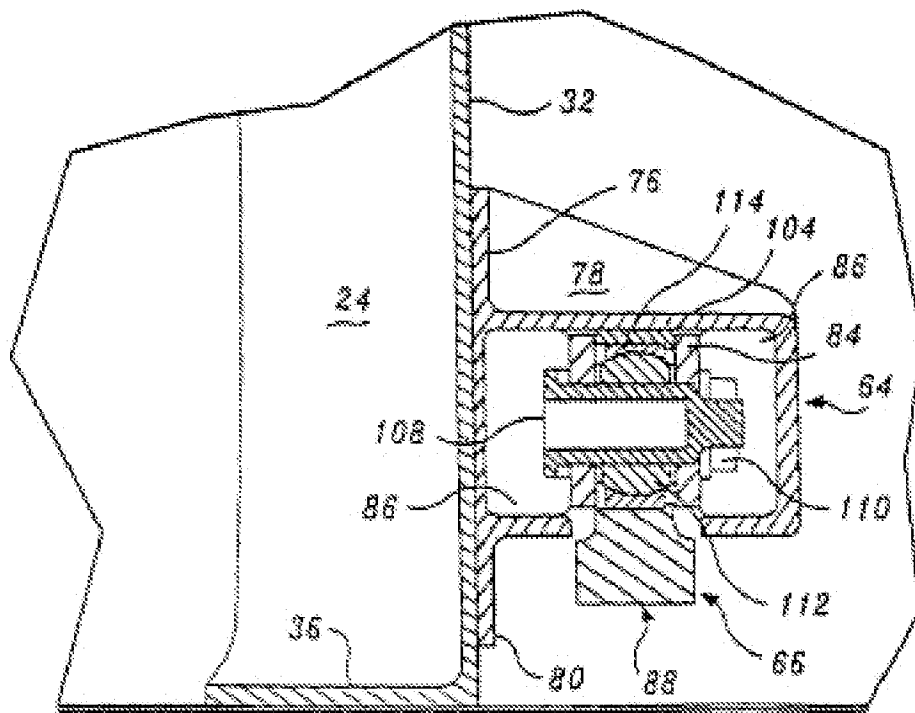
FIG. 6

RU 2181332 C2

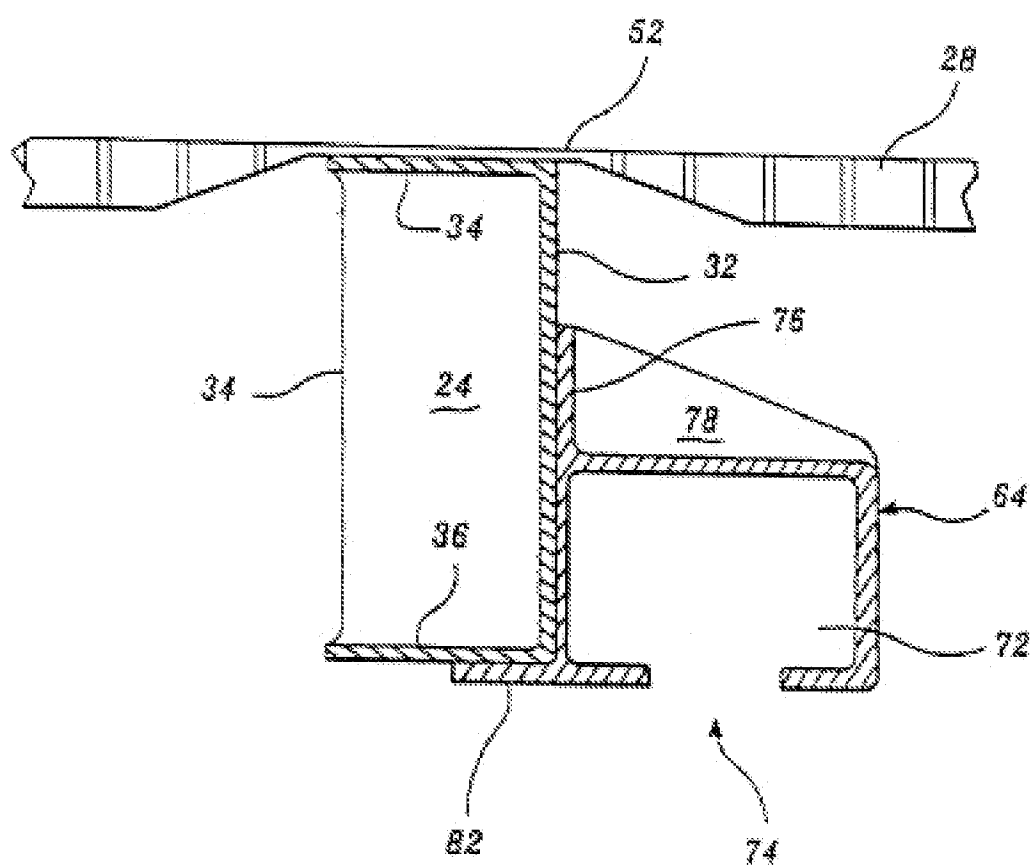
RU 2181332 C2



Эт. а



ФИГ. 9



ФИГ. 10

RU 2181332 C2

RU 2181332 C2